

WEEK | ISSUED

9513 / 28 APR 95

TRIU = Q25 93-152317/18 = RU 2015941-C1  
Aircraft aerodynamic surface boundary layer control procedure -  
uses vortex chambers at rear of aerodynamic surface connected to  
low-pressure source

TRIUMF RES PRODN ASSOC 91.10.14 91SU-5004219  
(94.07.15) \*WO 9308076-A1 B64C 21/08

The aircraft aerodynamic surface boundary layer control procedure consists of producing linked vortex flows in chambers located in the rear part of the aerodynamic surface, from which air is sucked. The speed at which the air is sucked out is controlled, at first increasing it gradually to produce linked swirl flows, and then maintaining it at a level at which there is a non-separated flow over the aerodynamic surface.

The pressure is measured at the rear section of the aircraft, and the non-separation of the flow is judged from the maximum value of the pressure. The aircraft on which the method is carried out has a fuselage in the shape of a supporting wing, jet engines and a gas dynamic boundary layer control system, with a row of rear swirl chambers which are open on the boundary layer side and linked to a low-pressure source.

ADVANTAGE - Improved boundary layer flow with reduced energy consumption. Bul.13/15.7.94 (app Dwg.No.0/1)

©1995 DERWENT INFORMATION LIMITED

Derwent House 14 Great Queen Street London WC2B 5DF England UK

Derwent Incorporated

1420 Spring Hill Road Suite 525 McLean VA 22102 USA

Unauthorized copying of this abstract not permitted



DERWENT

Scientific and Patent Information



(19) RU (11) 2 015 941 (13) C1  
(51) МПК<sup>3</sup> В 64 С 21/08

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО  
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 8004219/23, 14.10.1991

(43) Дата публикации: 15.07.1994

(56) Ссылки: 1. Патент ФРГ N 1273338, кл. 62Б 60, 1969.2. Патент США N 4971474, кл. В 64С 21/08, 1997.

(71) Заявитель:  
Шукин Л.Н.,  
Шибанов А.П.,  
Шукин И.Л.,  
Каропин В.Г.,  
Самецкий А.И.,  
Савицкий А.И.

(72) Изобретатель: Шукин Л.Н.,  
Шибанов А.П., Шукин И.Л., Каропин  
В.Г., Самецкий А.И., Массо А.М., Пушкин  
Р.М., Фищенко С.В.

(73) Патентообладатель:  
Научно-производственное предприятие  
"Триумф"

(71) Заявитель (прод.):  
Массо А.М., Пушкин Р.М., Фищенко С.В.

(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Резюме:  
Изобретение относится к авиации, а именно к способам управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА. Цель изобретения - уменьшение энергозатрат для улучшения аэродинамических характеристик ЛА путем отсоса пограничного слоя. Это достигается тем, что в известном способе управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА, основанном на формировании присоединенных вихрей в передней части поверхности путем отсоса воздуха из полостей явлек, в процессе отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента полного присоединения

пограничного слоя к поверхности и формирования вихрей в явлексах, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеет место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата. Для дополнительного уменьшения энергозатрат отсасываемый воздух из явлек формируют в единый поток, используя для движения этого потока реализованный при безотрывном обтекании градиент давления на поверхности, отсасывая этим потоком с помощью эжекции воздух из явлек последовательно, начиная с явлек наиболее близко приближенных к кормовой, 3 ил. ф-лы, 1 ил.

RU 2 015 941 C1

RU 2 015 941 C1



(19) RU<sup>(11)</sup> 2 015 941<sup>(13)</sup> C1  
(51) Int. Cl.<sup>5</sup> B 64 C 21/08

RUSSIAN AGENCY  
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 5004219/23, 14.10.1991

(48) Date of publication: 15.07.1994

(71) Applicant:  
SHCHUKIN L.N.,  
SHIBANOV A.P.,  
SHCHUKIN I.L.,  
KARELIN V.S.,  
SAVITSKIY A.I.

(72) Inventor: SHCHUKIN L.N.,  
SHIBANOV A.P., SHCHUKIN I.L., KARELIN  
V.G., SAVITSKIY A.I., MASS A.M., PUSHKIN  
R.M., FISHCHENKO S.V.

(73) Proprietor:  
NAUCHNO-PROIZVODSTVENNOE  
PREDPRIYATIE "TRIUMF"

(71) Applicant (cont.):  
MASS A.M., PUSHKIN R.M., FISHCHENKO S.V.

(54) METHOD TO CONTROL BOUNDARY LAYER ON AERODYNAMIC SURFACE OF AIRCRAFT

(57) Abstract:  
FIELD: aviation. SUBSTANCE: method is based on formation of joining swirls in cells at rear part of the aerodynamic surface by suction of air from cavities of this cells. During suction process speed of air suction is steadily increasing till the instant of full connection of the boundary layer to the surface and formation of swirls in the cells. Then level of suction is decreased till its minimum, that will ensure continuous air flowing around the aerodynamic surface of the aircraft. To get

additional decrease of power consumption the air, that is being sucked from the cells, is being formed in entire stream, using gradient of pressure, produced during process of air stream continuous flowing around the aerodynamic surface and sucking air in series from the cells by the stream with the help of suction, beginning with the cells, that are maximum close to the rear. EFFECT: method is used to control boundary layer on aerodynamic surface of aircraft. 4 cl, 1 dwg

RU 2 015 941 C1

RU 2 015 941 C1

Изобретение относится к авиации, а именно к способам управления пограничным слоем для изменения аэродинамических характеристик ЛА.

При обтекании криволинейных поверхностей, элементов конструкции самолетов и летательных аппаратов на этих поверхностях устанавливается поперечный градиент давления в направлении обтекания. При определенном уровне этого поперечного градиента давления ввиду малости кинетической энергии потока обтекания поверхность поток не способен осуществлять движение против градиента давления и отрывается от поверхности. При отрыве от поверхности потока значительно возрастает аэродинамическое сопротивление обтекаемых потоком элементов конструкции, а у аэродинамических несущих поверхностей (крыльев, корпусов) снижается подъемная сила.

Для предотвращения отрыва потока и улучшения аэродинамических характеристик самолетов и летательных аппаратов применяют миникосортные слои потока отсасывают, подпитывая тем самым кинетическую энергию приотсосанного потока и его способность преодолевать большие градиенты давления.

Известен способ управления пограничным слоем, а котором отбор воздуха из приотсосанной области осуществляется в нормальном к потоку направлении через выхлопные на поверхности отверстия [1].

Указанный способ имеет недостаток, заключающийся в его энергоемкости из-за необходимости отсасывать большие количества воздуха.

Известен способ управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА с помощью образованных в кормовой части поверхности вихревых ячеек, состоящий в отборе воздуха из их полостей [2].

После присоединения пограничного слоя к поверхности ЛА в ячейках образуются вихревые движения (присоединенный вихрь), которые поддерживаются за счет энергии внешнего потока и энергии источника отсоса. Такое взаимодействие потоков обеспечивает достаточно высокие значения скорости в поле течения вблизи обтекаемой поверхности, что позволяет преодолевать без отрыва большие поперечные градиенты давления.

Однако эффективность такого способа низка, так как система отсоса, реализующая способ, должна быть настроена на маломощные скорости ЛА для надежного присоединения пограничного слоя, что при малых скоростях приводит к большим энерготратам.

Задача изобретения состоит в разработке такого способа управления пограничным слоем, реализация которого не требует больших энерготрат для безотрывного обтекания поверхности.

Это достигается тем, что в известном способе управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА, основанном на формировании присоединенных выхрей в ячейках, обтекания в кормовой части поверхности, путем отбора воздуха из полостей ячеек, в процессе отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента

образования присоединенных выхрей, при котором достигается полное присоединение пограничного слоя к поверхности ЛА, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеют место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата.

Уменьшение отсоса при минимальных скоростях способствует не только амационного отбора воздуха из ячеек, формируя для этого под воздействием установившейся во всем течения, поперечного градиента давления общий поток путем последовательного смещения зон отсоса воздуха из ячеек в направлении от кормовой к передней ячейке.

Желательно в процессе отсоса изменять давление в кормовой части летательного аппарата, а в моменты моменты полного присоединения пограничного слоя к поверхности использовать минимально достижимый размерный допорение максимальной величины.

Кроме того, возможно в качестве минимального уровня отсоса использовать значения скорости отбора воздуха, при которых не начинается снижение давления при снижении уровня отбора.

Уменьшение уровня отбора воздуха из ячеек после присоединения пограничного слоя позволяет снизить энерготраты.

Формирование общего потока воздуха в направлении от кормовой ячейки к первой позволяет использовать установившийся при безотрывном обтекании градиент давления на поверхности. Поток воздуха, отсасываемого от кормовой ячейки, отбирает за счет эвенторного эффекта воздух из других ячеек, расположенных вверх по потоку от кормовой ячейки и имеющих более низкий уровень давления, чем в кормовой ячейке.

Изобретение поясняется чертежом, на котором изображено течение в вихревой ячейке.

При включении источника отбора воздуха из первой ячейки, давление распространяется на полость 1 всех вихревых ячеек и происходит перетекание воздуха из приотсосанной области течения к источнику отбора.

Скорость газа в пограничном слое возрастает с возрастанием скорости отбора воздуха из полостей ячеек. При некоторой величине скорости отбора воздуха пограничный слой присоединяется к поверхности ЛА, и на поверхности устанавливается давление с поперечным градиентом вдоль кормы. С присоединением пограничного слоя к поверхности ЛА можно считать, например, по изменению давления в кормовой части. Наименяющаяся величина давления на поверхности при увеличении скорости отбора воздуха свидетельствует о безотрывном обтекании поверхности и возникновении присоединенных выхрей в ячейках.

После присоединения потока скорости отбора воздуха уменьшают. При этом интенсивность отбора воздуха через выхлопное отверстие 2 ячейки снижается. Поскольку на передней кромке 3 входного отверстия давление меньше, чем на задней кромке 4, то при снижении интенсивности отбора воздуха при определенной его величине происходит прекращение поступления воздуха в ячейку

RU 2015941 C1

со стороны кромок 3 и продолжается со стороны задней кромки 4. Дальнейшее снижение уровня отсоса приводит к интенсификации циркуляционного течения в ячейке (присоединенного вихря), поддерживаемого prevailing давлением на передней и задней кромках входного отверстия ячейки.

Уровень отсоса уменьшают до таких минимальных значений скорости отбора воздуха, при которых еще имеет место ламинарное обтекание поверхности. При начале отрыва потока уровень давления в кормовой части не начинает падать.

Для того, чтобы уменьшить энергосатраты на источник отбора воздуха создают эквивалентный отсос из дна. Для этого под действием положительного градиента давления, реализуемого на поверхности при ее безотрывном обтекании, в кормовой части формируют общий поток в воздухе в направлении от кормовой к первой ячейке. Градиент давления ускоряет поток, и давление на выходе 7 из ячейки падает и давление от кормы. При этом на входе 2 и выходе 7 создается перепад давления, необходимый для эжекции газа на гребень ячейки. Таким образом вступает в действие эквивалентный отсос, объединяющий отсос из всех ячеек и использующий разрывочный на поверхности градиент давления при безотрывном обтекании, что ведет к значению энергосатрат на отсос.

Формула изобретения:  
1. СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ

ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, основанный на формировании присоединенных вихрей в ячейках, образованных в кормовой части поверхности, путем отсоса воздуха из полостей ячеек, отличающийся тем, что в процессе отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента образования присоединенных вихрей, при котором достигается полное присоединение пограничного слоя к поверхности летательного аппарата, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеет место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что отсос при минимальных скоростях осуществляют на режимах эквивалентного отбора воздуха из ячеек, формируя для этого под воздействием установившегося во внешнем течении положительного градиента давления общий отсасываемый поток, путем последовательного смещения эжектируемого воздуха из ячеек в направлении от кормовой к первой ячейке.

3. Способ по п.1, отличающийся тем, что в процессе отсоса измеряют давление в кормовой части летательного аппарата и в момент достижения измеренным давлением максимальной величины

4. Способ по пп.1 и 3, отличающийся тем, что в качестве минимального уровня отсоса используют значения скоростей отбора воздуха, при которых начинается снижение давления при снижении уровня отбора.

RU 2015941 G1

RU 2015941 G1

27-04-07

10:15

From-GORODISSKY & PARTNERS

+70959376104

T-266

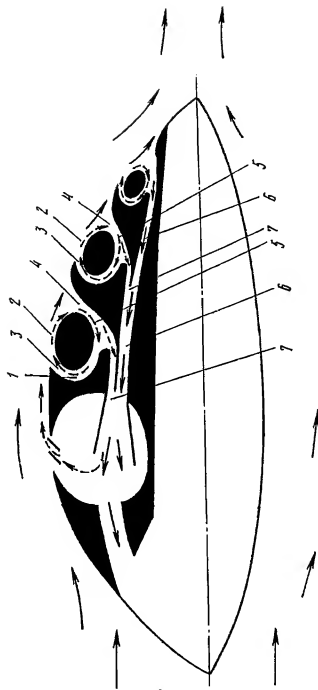
P.07/08

F-576

RU 2015941 C1

RU 2015941 C1

RU 2015941 C1



RU 2015941 C1

\*\*\*\*\*  
\*\*\* RX REPORT \*\*\*  
\*\*\*\*\*

RECEPTION OK

TX/RX NO	8871
RECIPIENT ADDRESS	+70959376104
DESTINATION ID	
ST. TIME	04/27 02:07
TIME USE	01'15
PGS.	8
RESULT	OK